

고체추진 마이크로 추진 장치에 대한 기초실험

김연호* · 정성철** · 오화영*** · 허환일****

Fundamental Experiment for Solid Propellant Micro-Propulsion devices

Youn-ho Kim* · Sung-chul Jung** · Hwa-young Oh*** · Hwanil Huh****

ABSTRACT

In this paper, we describe the contents of the achievement of basic experiments for manufacturing and evaluating a micro-rocket using solid propellant, as the device of the micro thrust generator which can be used for attitude control of satellites. We try to analyze performance of the rocket through visualization of the motor jet, and adopt various ignition methods to obtain confidence in ignition problem. For this purpose, we develop and test two different types of thrust measurement system.

초 록

본 논문에서는 인공위성의 자세제어에 활용될 미소 추력의 발생장치로서 고체추진제를 이용한 마이크로로켓을 제작하고 이의 성능평가를 위한 기초실험 수행내용을 기술 하였다. 분사제트의 가시화를 통해 로켓의 성능분석을 시도하였고 점화 가능성을 확보하기 위해 여러 형태의 점화기법을 연구해 보았다. 크기가 작은 만큼 제작과 점화가 어렵고 추진력 측정에 정밀성이 요구되었다. 추진력을 측정하기 위한 두 가지 형태의 미소추력 측정 장치를 개발 하였고 측정 장치의 성능평가를 수행하였다.

Key Words: Micro-thrust generator(미소추력 발생장치), Ignition method(점화방법), Motor-jet(분사제트), Thrust measurement system(추력측정 장치), Micro-rocket(마이크로 로켓)

1. 서 론

최근 나노기술은 시대적 추세로서 다양한 분야에서 소형, 최소형의 새로운 장치들이 개발되

고 있다. 이에 따라 항공 우주분야의 최소형화도 이루어지고 있는데 대표적인 것이 인공위성의 소형화이다[1]. 위성의 임무가 점차 단순화되고 다양해짐에 따라 기존의 복잡한 형태의 구조물들을 간략화하고 위성의 종류를 다양화하는 추세이다. 나노기술의 우주분야 응용은 급격히 부각되고 있는 새로운 기술 분야로서 종래의 기술적 장벽을 극복할 수 있는 대안으로 간주되고 있다. 이는 통신 시스템, 각종 센서, 스위칭 기

* 충남대학교 항공우주공학과 학부과정

** 충남대학교 항공우주공학과 학부과정

*** 충남대학교 항공우주공학과 석사과정

**** 충남대학교 항공우주공학과
연락처, E-mail: Hwanil@cnu.ac.kr

술, 디지털 수신기, 적외선 어레이 등은 실리콘 결정체 가공기술의 발달과 병행하여 향후 우주 및 국방기술 분야의 핵심기술의 하나로 자리 잡을 것으로 전망된다[2]. 인공위성의 경우 그 사이즈가 급격히 작아지므로 위성 자체에 나노기술이 적용되기도 하지만 추진기관 또한 그에 맞추어 소형화가 이루어져야 한다. 일반적으로 위성은 초기 궤도(initial orbit)에서 천이궤도(transfer orbit)를 거쳐 운용궤도(final orbit)까지 기동하는 과정에서 계속적인 자세변경을 필요로 하며, 위성이 운용고도에서 예정된 임무를 수행하면서도 외력에 의한 궤도의 이탈을 방지하기 위해 위치 유지 및 자세 안정, 궤도수정 등을 요구하게 된다[3]. 이에 위성에 적용될 소형화된 추진 시스템의 필요성도 증대되고 있다. 소형화된 추진 시스템 중 고체추진제 시스템은 제작이 간편하고 사이즈가 작은 만큼 제작 시 소요되는 개발 기간이 비교적 짧고 제작비용 또한 절감시킬 수 있다. 본 논문의 목적은 미소 추력을 발생시키기 위한 기본적인 추진 시스템과 고체추진제를 이용한 추진시스템의 특성을 분석하는 것이다. 이에 고체추진제를 이용한 마이크로 로켓을 제작하여 점화신뢰성을 확보하고 추력을 측정함으로써 추진기관의 성능을 평가하기 위해 여러 가지 기초실험을 수행하고자 하였다.

2. 본 론

2.1 마이크로로켓의 설계 및 제작

고체추진제를 사용하는 노즐의 기본설계는 이상적인 노즐 설계이론을 따른다[4]. 노즐 설계에 있어서 가장 중요한 문제는 높은 온도에 오랫동안 견딜 수 있는 소재를 선정하는 것이다. 특히 고체추진제 노즐은 액체추진제 노즐과 달리 재생생각을 할 수 없기 때문에 특수재료를 사용한다. 설계한 마이크로노즐의 경우 원통형 동체는 알루미늄 6061합금을 사용하였으며, 노즐은 황동을 이용하여 제작하였다. 노즐의 확산부는 소형 로켓에 일반적으로 사용되고 제작이 용이한 원뿔형(conical nozzle)을 사용하였고, 이것은 원뿔

각이 지나치게 크지 않는 한 효율의 저하도 비교적 적다는 점을 착안한 것이다. 확산각은 15° 를 설정하였고 수축각은 35° 를 설정하였다. 그레인 형태는 단면연소형을 설정하고 있다.

motor의 설계 추력은 0.425 N이고 연소 시 챔버(Chamber)내 압력은 3.6 Mpa, $M_e=2.855$, $C_f=1.504$ 로 설계되었다. 이를 통해 챔버(Chamber)의 크기를 결정하고 Auto CAD를 통해 motor를 설계하였다. 추진제는 (KN-Sorbitol 65/35)안전추진제를 사용하였고 노즐목 직경은 1 mm 로 설정하였다.

2.2 마이크로 로켓의 점화실험

마이크로 로켓은 크기가 작은 만큼 점화가 어려운 단점이 있다. 이에 점화 신뢰성을 확보하기 위해 제작한 마이크로로켓의 점화실험을 수행하였다. Laser를 이용한 점화방법을 시도해 보았는데 Laser장비는 현재 충남대학교 고속추진 및 연소실험실에 보유하고 있는 3 KW 구리증기 Laser를 사용하였고 실험 시에는 6.02 KV, 425 mA, 9.0 KHz, 1800 ns의 조건에서 실험을 수행하였다. 점화원은 모델로켓의 추진제로 쓰이는 흑색화약을 선택하였고 8 g 이하로 정량화 하였다. Parabolic lens와 Flat/Parabolic lens를 이용하여 초점을 조절하였고 빔폭(beam width)을 2 mm정도 까지 모을 수 있었다. 모아진 광의 온도는 64°C 까지 상승하였으며 흑색 화약에 발화가 일어났다. 발화 후 온도는 210°C 까지 상승하였다. 모아진 광을 1 mm 노즐을 통과시킨 후 점화실험을 반복한 결과 오랜 시간이 지남에도 연기만 날뿐 점화는 일어나지 않았다. 이는 빛이 노즐 목을 통과하면서 산란이 발생하여 에너지 손실이 있을 것으로 추측하고 노즐을 검은색으로 도색하여 반복 실험하였으나 연기만 날뿐 점화는 일어나지 않았다. Laser를 이용한 점화방법의 핵심은 빔폭을 노즐목 직경보다 좁게 하여 에너지손실을 줄여 점화에 충분한 에너지를 전달해 줄 수 있어야 한다는 것을 알았다. 현재는 점화원으로 니크롬선을 이용하여 마이크로 로켓의 점화를 수행하였다.

2.3 추력측정기의 제작 및 성능 실험

제작된 마이크로로켓의 추력은 매우 작기 때문에 추력을 측정하기 위하여 두 가지 형태의 추력측정기를 제작하고 성능을 시험을 거쳐 두 시스템을 비교해 보았다. 추력측정기의 첫 번째 형태로 두 쌍의 강성이 있는 판스프링을 수직으로 세운 다음 하중을 가해주어 시스템의 횡방향으로 자유로운 움직임이 가능하도록 하는 개념이다. 민감도를 높이기 위해 4 기둥에 임계하중과 가까운 하중을 가한다. 임계하중은 다음과 같이 표현된다[5].

$$P = 4\pi^2 EI / L^2 \quad (1)$$

4개의 기둥은 스테인리스 스틸(길이 : 200 mm, 폭 : 15 mm, 두께 : 0.5 mm)을 사용하였다. 발생한 추력은 Load bar를 통하여 Load-cell에 전달하게 된다.

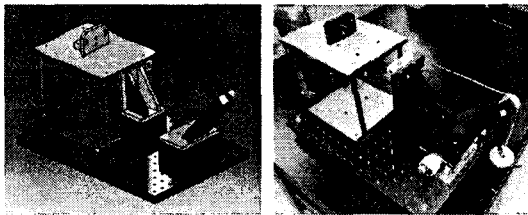


Fig. 1 TMS-I의 설계도와 제작형상

미소 추력을 측정함에 있어 출력신호는 외부 진동뿐 아니라 측정 장치의 고유 진동수 (eigen frequency)와 같은 특성에 민감하다. 따라서 실험 전에 고유 주파수를 측정하고, 추력기 성능 시험 시 이주파수 대역을 필터링하게 된다[6]. 고유 주파수를 측정하기 위해 시스템에 가속도계를 부착시키고 실험을 하였다. 실험결과 시스템의 고유진동수가 대략 610 Hz가 됨을 알 수 있었다. 추력 측정을 하기 전 추력 측정 시스템의 하중의 변화에 따른 선형성(linearity)을 확인 하였다. 1 g단위로 추를 증가시키기에 따라 출력 전압 값이 선형적으로 증가하고 있음을 Fig. 3을 통해 알 수 있다. 미소추력을 측정하기 위한 방법으로 두 번째 형태의 TMS-II를 설계 및 제작 하였다. TMS-II는 일반적으로 추력측정에 많이 사용하고 있는 형태로 LM-Guide를 사용하여 제작하였다.

LM-guide는 마찰계수가 0.04로 정밀한 움직임을 갖는다. 작은 힘의 작용으로도 전 후 방향으로 자유로운 움직임을 보인다. Table 1은 본 논문에서 사용한 로드셀의 특성을 나타낸 것이다.

Table 1. Specification of Load-cell

Specification of Load-cell	
Max. capacity	1 kgf
Rated Output	mV/V
Repeatability	0.01 %
Resistance In	>2000

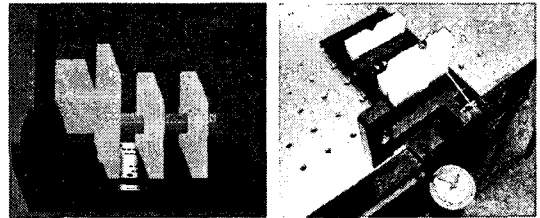


Fig.2 TMS-II의 설계도와 제작형상

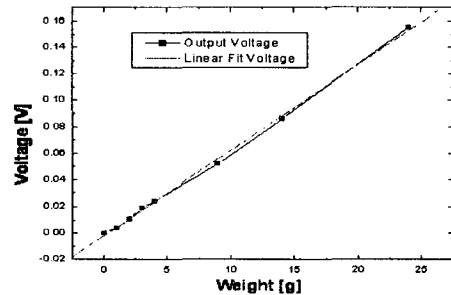


Fig. 3 TMS-I의 Calibration Graph

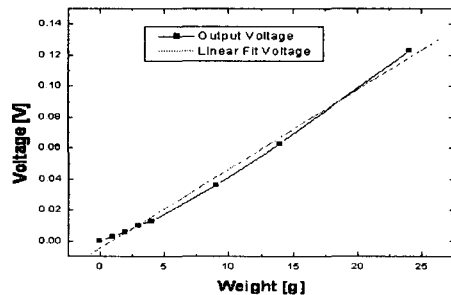


Fig. 4 TMS-II의 Calibration graph

추력 측정 시스템의 하중의 변화에 따른 선형성(linearity)을 확인 한 결과 1 g단위로 추를 증가시키에 따라 출력 전압 값이 선형적으로 증가하고 있음을 Fig. 4를 통해 알 수 있다. TMS-I과 TMS-II의 선형도를 비교해 보았을 때 TMS-I이 더 좋은 분해능을 가지는 것을 알 수 있었다. 이는 TMS-II의 경우 LM-guide의 마찰에 의한 영향으로 판단된다.

3. 모의 추력측정 시험결과

3.1 A-class model rocket motor 추력측정

추력측정기의 성능을 평가하기 위하여 추력특성을 알고 있는 모델로켓용 A-class motor의 추력을 측정하였다. 이를 통해서 실제로 제작된 마이크로로켓의 추력 측정 과정을 시행해 보기로 하였다. TMS-I의 경우 4차례의 실험을 수행한 결과 추력곡선은 비슷한 성향을 보였고 평균 추력은 2.15~2.54 N로 A-class motor의 평균추력범위인 1.28~2.6 N에 부합됨을 알 수 있다.

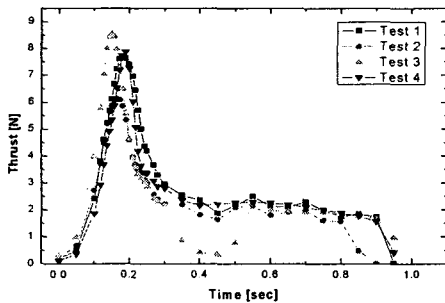


Fig. 5 TMS-I, 측정된 A급 모터의 추력곡선

Table 2. TMS-I의 실험 데이터

구분	1차 실험	2차 실험	3차 실험	4차 실험
Total Impulse [Ns]	2.43	1.922	2.09	2.31
Max. Thrust [N]	7.7	6.14	8.56	7.87
Burning Time [sec]	0.96	0.88	0.97	0.98
Ave. Thrust [N]	2.54	2.17	2.15	2.35
Mass of propellant [g]	5.39	6.14	5.45	5.91

4차례의 실험을 통해 얻어진 추력곡선을 비교해 보면 다소 차이가 발생하는 것을 알 수 있는데 이는 추진제의 구성에 있어서 균일성에 문제가 있음을 동영상과 연소된 추진제의 양을 비교하여 알 수 있었다. TMS-II역시 같은 방법으로 연소시험을 수행해 보았다. 2차례의 반복실험 결과 Fig. 6과 같은 추력곡선을 얻을 수 있었고 평균추력을 계산해 낼 수 있었다. 두 실험의 추력곡선을 비교해 보면 경향은 비슷하나 차이가 많음을 볼 수 있는데 이는 동영상과 비교해보면 2차 실험의 연소 형태가 매우 불안정함을 알 수 있다. 그 형태가 추력곡선과 일치함을 알 수 있었다.

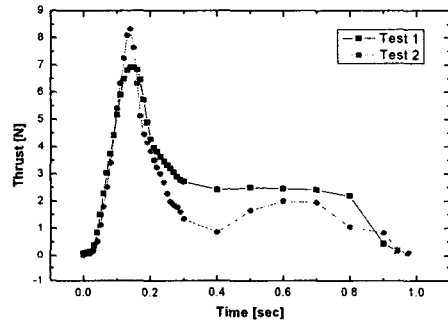


Fig. 6 TMS-II, 측정된 A급 모터의 추력곡선

Table 3. TMS-II의 실험 데이터

구분	1차 실험	2차 실험
Total Impulse [Ns]	2.53	1.930
Max. Thrust [N]	6.92	8.35
Burning Time [sec]	0.949	0.982
Ave. Thrust [N]	2.67	1.97
Mass of propellant [g]	5.71	5.37

TMS-I과 II의 차이를 보면 I의 경우 추력곡선에 굴곡이 발견되는 반면 TMS-II는 매끄러운 곡선 형태임을 알 수 있는데 이는 TMS-I이 스프링을 사용한 형태임을 고려해볼 때 추력발생시 추력기에 의한 진동에 영향을 받음을 알 수 있게 된다. 이는 하드웨어적 또는 소프트웨어적으로 필터링을 거쳐 보정하여 추력측정 과정을

수행할 수 있었고 두 추력측정 장치의 성능을 분석할 수 있었다.

4. 결 론

본 논문은 고체추진제를 이용한 마이크로 로켓을 제작하고 점화방법과 추력측정방법에 대한 연구를 수행하였다. 실제로 점화에는 실패 하였으나 점화 가능성을 충분히 확보하였고 개선된 시험을 수행한다면 높은 점화 신뢰도를 확보할 수 있을 것이다. 또한 고체추진기관에서 발생하는 미소추력을 측정하기 위한 요구 조건 및 마찰력, 외부의 진동효과를 제거한 추력측정 장치를 개발하였고 이의 성능평가 시험을 통해서 10 mN수준의 추력까지도 측정할 수 있음을 알았다. 마이크로 로켓은 Ball 앤드밀 가공법을 이용하여 설계수치와 일치하는 노즐을 목 직경 1 mm까지 제작할 수 있었다. 향후 신뢰성 확보를 위해 마이크로 추력기의 좀 더 정밀한 성능분석이 가능하도록 추력측정 장치의 정밀도 향상에 힘써야 할 것이다.

후 기

본 연구는 한국과학재단의 목적기초 연구지원 (과제번호 : KOSEF R01-2003-000-11735(2004))으로 수행된 연구 결과의 일부이며 연구비를 지원해 주신 한국과학재단에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. 김인태, "소형 액체 추진기관연소시험을 위한 추력측정 장치의 성능특성연구." 충남대학교 항공우주공학과 석사논문, 2003
2. Robert L. Bayt, "Analysis, Fabrication and Testing of a MEMS-based Micro-propulsion System," Ph. D. thesis, MIT 1999
3. Morash, D.H. and Stand, L., "Miniature Propulsion Components for the Pluto Fast Fly by Spacecraft", AIAA Paper 94-3374, Indianapolis, IN, June 1994
4. 안성훈, "마이크로 머시닝을 이용한 마이크로 로켓의 개발," 한국과학재단 연차보고서, 2003
5. R. John Stephen, K Rajanna, Vivek Dhar, K G Kalyan Kumar and S Nagabushanam, "Strain gauge based thrust measurement system for a stationary plasma thruster," Measurement Science and Technology. 12, pp. 1568-1575, 2001
6. 한창수, 최현석, 이용우, 나경환, 이낙규, 최태훈, "광기능성 소재용 Tester 를 위한 제어기개발", 제 2 회 고기능 초미세 광·열유체 마이크로부품 기술 개발 Workshop, 2002